

文章编号:1000-8055(2012)07-1595-09

航空发动机性能恢复控制方法

黄金泉¹, 仇小杰^{1,2}, 鲁 峰¹, 刘 楠¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 针对航空发动机部件蜕化导致性能变差问题, 设计了航空发动机性能恢复控制系统, 系统根据发动机的工作状态以及健康状态在常规转速控制模式、稳态性能恢复控制模式和加速性能恢复控制模式之间切换。稳态性能恢复控制模式在常规转速控制模式的基础上设计了一个外环控制回路, 通过自适应修正稳定状态下压气机转速指令达到蜕化发动机性能恢复的目的; 加速性能恢复控制模式通过综合常规转速控制方法和喘振裕度控制方法, 在保证发动机气动稳定的同时, 充分挖掘发动机潜力, 从而达到恢复蜕化发动机加速性能的目的。通过不同状态不同部件蜕化下的仿真结果表明恢复蜕化发动机性能的有效性。

关 键 词: 航空发动机; 部件蜕化; 性能恢复; 外环控制回路; 喘振裕度控制

中图分类号: V233. 7

文献标志码: A

Performance recovery control method for aircraft engine

HUANG Jin-quan¹, QIU Xiao-jie^{1,2}, LU Feng¹, LIU Nan¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aviation Motor Control System Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: The performance recovery control system of an aircraft engine was designed for deterioration compensation due to aging. The system switched among the conventional speed control mode, steady state performance recovery control mode and acceleration performance recovery control modes, based on the engine operation condition and healthy condition. Steady-state performance recovery control mode is an outer control loop added on the conventional speed control mode to recover the deteriorated engine performance through adaptive adjust engine compressor speed command at steady state. Acceleration of recovery control modes ensures the air stability of the engine and fully taps the potential of the engine by integrating conventional speed control and surge margin control. Simulation results of different states under different components deterioration show the validity of the proposed system.

Key words: aircraft engine; component deterioration; performance recovery; outer control loop; surge margin control

收稿日期: 2011-08-11

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1595_022.html

基金项目: 江苏省 2010 年度普通高校研究生科研创新计划(CX10B_108Z); 南京航空航天大学发动机专项基金(NZ2012110)

作者简介: 黄金泉(1963—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要研究方向: 航空发动机建模、控制与故障诊断等。

E-mail: jhuang@nuaa.edu.cn

随着航空发动机性能不断得到提高,复杂程度也越来越高;同时,由于发动机工作环境十分恶劣,当发动机运行一段时间后,发动机各部件均会发生不同程度的蜕化.为了延长发动机使用寿命、保证发动机安全工作并使蜕化发动机提供足够的性能来保证飞机安全飞行或完成任务,必须对蜕化的发动机性能进行恢复,因此,研究航空发动机性能恢复控制方法很有必要性.

2000 年开始, NASA (National Aeronautics and Space Administration) 的 DACS (damage adaptive control system) 计划提出通过控制故障发动机来保证飞机安全降落^[1];在此基础上, CEDAR (commercial engine damage assessment and reconfiguration) 计划通过诊断发动机故障并改变控制结构的方法来保证故障情况下发动机继续提供必须的推力^[2]; Litt J S 等提出了一个自适应、多变量的控制调节规则来补偿蜕化发动机的推力^[3]; Ring D 等提出了直接推力控制概念,通过对估计的发动机推力进行反馈控制^[4];袁春飞等人建立了发动机机载自适应模型,并将其加入常规控制回路,形成推力闭环控制,使得蜕化发动机继续提供需要的推力^[5].上述方法用于蜕化和故障发动机推力补偿均取得了良好的效果,但是无

法解决推力响应速度恢复问题^[6-7].此外,直接控制推力尚处于研究阶段,未得到实际应用.近年来,喘振裕度控制技术作为一种非常规的控制方法已经得到广泛研究^[8-9],其在保证发动机稳定的同时,充分利用喘振裕度,提高发动机性能.而对于蜕化发动机的喘振裕度控制技术的应用研究鲜有报道.

本文在常规转速控制模式的基础上增加了外环控制回路,通过计算正常推力与蜕化发动机推力的偏差来自适应调节稳定状态下压气机转速指令,从而使得蜕化发动机继续提供所需要的推力;通过综合常规转速控制方法和喘振裕度控制技术,使蜕化发动机在加速过程中保证气动稳定的同时,利用常规状态下剩余的喘振裕度,充分挖掘发动机潜力,对推力响应速度进行恢复.数字仿真给出不同状态以及不同蜕化模式下的发动机性能恢复效果以验证所提方法的有效性.

1 发动机性能恢复控制方法

航空发动机性能恢复系统由常规转速控制模式、稳态性能恢复模式和加速性能恢复模式组成,系统结构如图 1 所示(以转速控制回路为例,暂不考虑喷口控制回路).

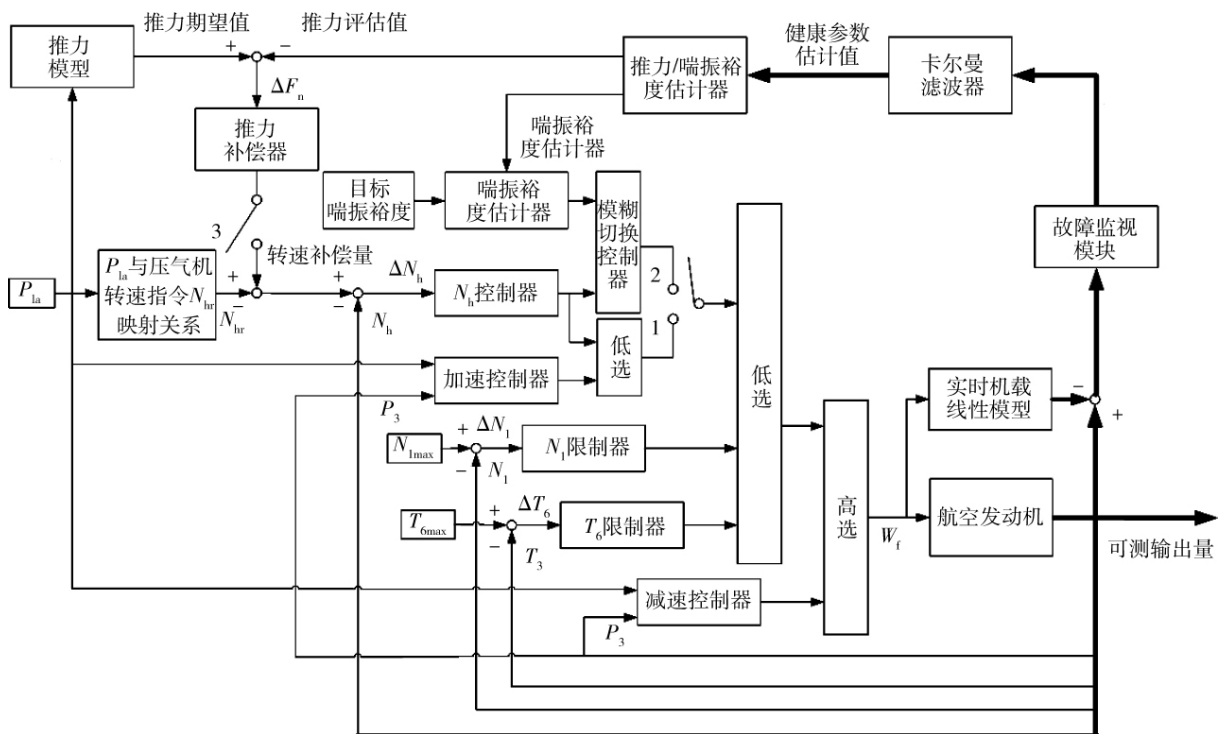


图 1 航空发动机性能恢复控制系统结构图

Fig. 1 Performance recovery control system of aircraft engine

正常工作情况下,发动机由常规转速控制模式进行控制,即接通开关 1,并通过故障监视模块和卡尔曼滤波器对发动机健康状态进行实时监视和诊断^[8],当诊断出发动机部件发生蜕化且工作在稳定状态,则接通开关 1 和 3,此时主要是对发动机所提供的推力进行恢复,即控制模式切换到稳态工作性能恢复模式;当诊断出发动机部件发生蜕化且工作在加速过程,则接通开关 2,此时主要恢复加速过程的推力响应速度,即控制模式切换到加速性能恢复模式。

1.1 常规转速控制模式

常规发动机控制模式将油门杆角度 P_{la} 指令映射为发动机的转速指令,并通过控制器调节燃油量来跟踪转速指令,从而获得发动机此状态下所需要的推力或推力响应速度,即常规转速控制模式是通过控制转速来达到控制发动机不可测的推力的目的。这种控制方法对于具有额定状态发动机来说是合适的,它能够满足飞机对发动机的性能需求。

1.2 稳态性能恢复模式

当处于稳态工作的发动机部件性能蜕化时,性能恢复控制系统接通开关 1 和 3,控制模式切换到稳态性能恢复模式。此时发动机产生的推力下降,与此状态下的额定推力将不匹配,这时可以采用直推力控制,但是该方法尚处于研究阶段,并未得到工程应用。本文在常规控制模式基础上增加一个外环控制回路,通过修正发动机转速指令来使得蜕化发动机推力得到恢复。如果参数达到限制线,推力只能得到部分恢复。

整个外环控制回路由三部分组成:①推力模型,即通过此模型能够得到与油门杆角度 P_{la} 相对应的发动机稳态下期期望的推力值。推力模型可由飞行包线内大量稳态点推力值构成的插值表,根据发动机当前状态以及油门杆角度 P_{la} 通过插值得到发动机的推力期望值;②推力估计器,即通过卡尔曼滤波器估计出发动机健康参数的蜕化量,修正机载发动机实时模型,由模型输出推力的估计值^[11-13];③推力补偿器,输入为一个模糊控制器,输入为当前油门杆角度下推力模型计算出的推力期望值与推力估计器估计出的推力值的偏差 ΔF_n ,输出为转速补偿量 ΔN_h ,模糊控制器输入输出的隶属度函数如图 2 所示。图中 ΔF_{ns} , ΔF_{nm} , ΔF_{nb} , ΔN_{hs} , ΔN_{hm} 和 ΔN_{hb} 分别为输入 ΔF_n 和输出 ΔN_h 对应正小、正中和正大时的推力偏差值和

转速补偿量,其对应的负小、负中和负大的推力偏差值和转速补偿量分别为它们的相反数。

模糊控制器推理规则为:

规则 1:如果 ΔF_n 为正大,则 ΔN_h 正大;

规则 2:如果 ΔF_n 为正中,则 ΔN_h 正中;

规则 3:如果 ΔF_n 为正小,则 ΔN_h 正小;

规则 4:如果 ΔF_n 为零,则 ΔN_h 为零;

规则 5:如果 ΔF_n 为负小,则 ΔN_h 负小;

规则 6:如果 ΔF_n 为负中,则 ΔN_h 负中;

规则 7:如果 ΔF_n 为负大,则 ΔN_h 负大。

将转速补偿量 ΔN_h 加入到正常转速指令 N_{hr} 中,得到修正后的转速指令,并通过控制器改变供油量直到实现推力恢复。

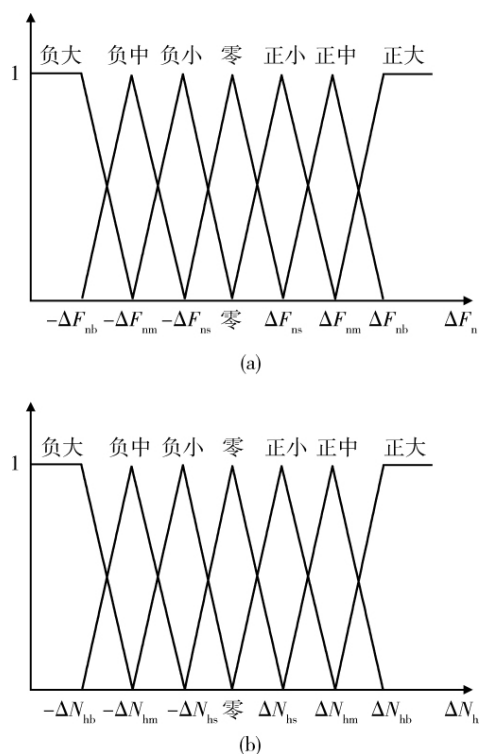


图 2 输入与输出的隶属度函数

Fig. 2 Membership function of input and output

1.3 加速性能恢复控制模式

当处于加速过程的发动机部件性能蜕化时,性能恢复控制系统接通开关 2,控制模式切换到加速性能恢复模式。此时发动机加速过程的推力响应速度发生蜕化,导致加速时间变慢。改进常规的转速控制方法无法改善推力响应速度。本文将常规转速控制方法和喘振裕度控制方法相结合,使蜕化发动机在保证气动稳定的同时,拓展加速工作线,充分利用常规状态下剩余的喘振裕度,从

而使得蜕化发动机性能得以恢复。

图 1 中利用喘振裕度控制器取代了常规控制系统中的加速控制器,并通过与压气机转速控制器相互切换控制发动机加速过程。当发动机喘振裕度较大时,转速控制器单独工作;当喘振裕度下降到某设定值 S_{m1} 时,切入喘振裕度控制器并和转速控制器同时工作;当喘振裕度下降到 S_{m2} 时切换到喘振裕度控制器单独工作。在加速过程中,其他限制控制回路正常运行。

考虑单输入单输出的模糊切换控制器,前提变量为发动机喘振裕度 S_m ,模糊控制器输出为 $u = \omega_f$,采用 if-then 规则,第 i 个模糊规则如下:

If S_m is N_i
Then $u = u_i(S_m)$

式中 $i = 1, 2$; N_i 是前提变量 S_m 的模糊集; u 是控制输出量; $u_i(S_m)$ 是第 i 个控制器的输出,则整个模糊切换控制器输出为

$$u = \sum_{i=1}^2 h_i(S_m) u_i(S_m)$$

式中

$$h_i(S_m) = N_i(S_m) / \sum N_i(S_m)$$

$N_i(S_m)$ 是喘振裕度, S_m 属于 N_i 的隶属度,且 $h_i(S_m) > 0$, $\sum h_i(S_m) = 1$ 。喘振裕度 S_m 隶属度函数如图 3 所示。图中 S_{m1} , S_{m2} 为模糊切换中设计的控制回路切换开始和结束时刻的前提变量值。

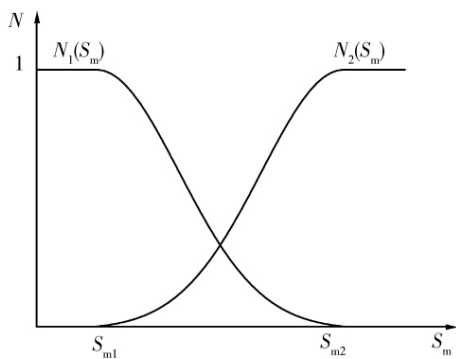


图 3 喘振裕度 S_m 隶属度函数

Fig. 3 Membership function of S_m

2 仿真分析

在发动机运行过程中,风扇和压气机发生蜕化对发动机性能影响最大,所造成的发动机性能蜕化占整个发动机性能蜕化 80%^[14]。本文以某型涡扇发动机非线性部件级模型为对象^[15],在 $H = 0$, $Ma = 0$ 环境条件下,模拟风扇、压气机不同蜕

化情况下不同稳态工作点和不同加速过程运用常规控制系统与性能恢复控制系统的仿真结果,并做出分析比较。

2.1 稳态工作点处性能恢复

为了检测发动机推力估计的准确度,如图 4 和图 5 给出了推力估计结果(图中为相对值)。图中 0~5 s 内无蜕化,5 s 后分别加入风扇效率蜕化 4% 和压气机流量蜕化 5%。由图 4 和图 5 可以看出,本文卡尔曼滤波器在稳态工作点估计的推力值能跟踪非线性部件级模型输出的推力,具有较高的估计精度。

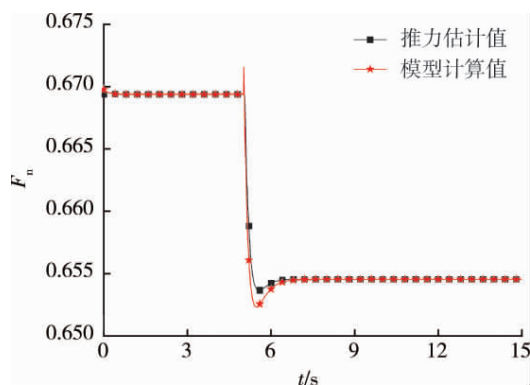


图 4 油门杆 50° 稳态点处风扇蜕化推力估计情况

Fig. 4 Thrust at $P_{la} = 50^\circ$ under fan deteriorated

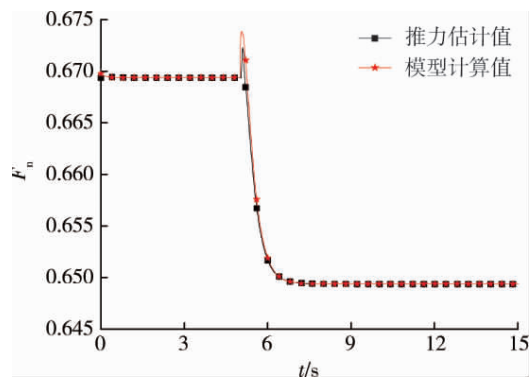


图 5 最大状态压气机蜕化推力估计情况

Fig. 5 Thrust at maximum condition under compressor deteriorated

分别模拟油门杆角度 $P_{la} = 50^\circ$ 稳定工作点处风扇效率蜕化 4% 和发动机最大状态稳定工作点处压气机流量蜕化 5% 情况下的常规转速控制系统与性能恢复控制系统的仿真结果。整个仿真过程在 0~3 s 内发动机无蜕化,在 3 s 后加入部件蜕

化,在 12 s 后切换到稳态性能恢复控制模式.

1) 油门杆角度 $P_{la}=50^{\circ}$ 稳定工作点处风扇效率蜕化 4% 情况下仿真结果如图 6~图 9 所示.

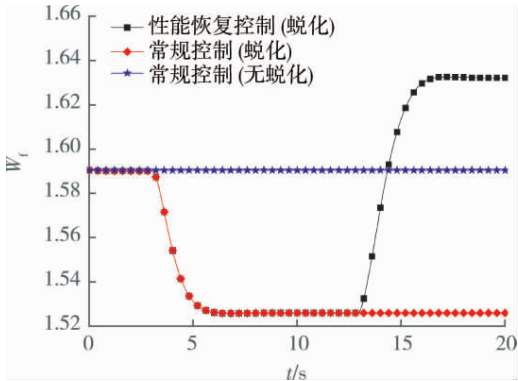


图 6 供油量比较
Fig. 6 Compare of main fuel flow

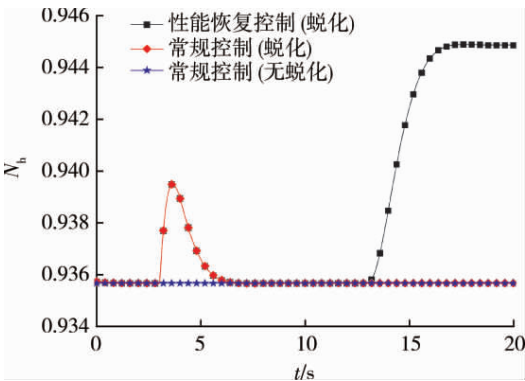


图 7 压气机转速 N_h 比较
Fig. 7 Compare of N_h

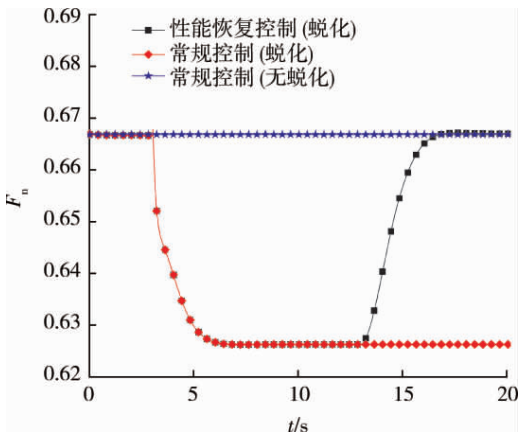


图 8 推力 F_n 比较
Fig. 8 Compare of F_n

在常规转速控制模式中,通过控制燃油量保证稳定工作点处的压气机转速维持在额定值不变.当风扇效率发生蜕化时,常规控制模式降低供油量以保证转速不变,这将导致发动机推力降低.稳态工作性能恢复控制模式通过自适应提高转速指令,增加发动机燃油量,从而恢复发动机推力到无蜕化状态.

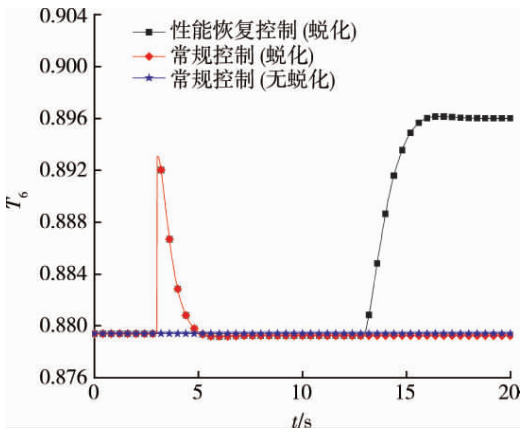


图 9 涡轮后温度 T_6 比较
Fig. 9 Compare of T_6

2) 油门杆角度 $P_{la}=65^{\circ}$ 稳定工作点处(即发动机最大工作状态)压气机流量蜕化 5% 情况下仿真结果如图 10~图 13 所示.

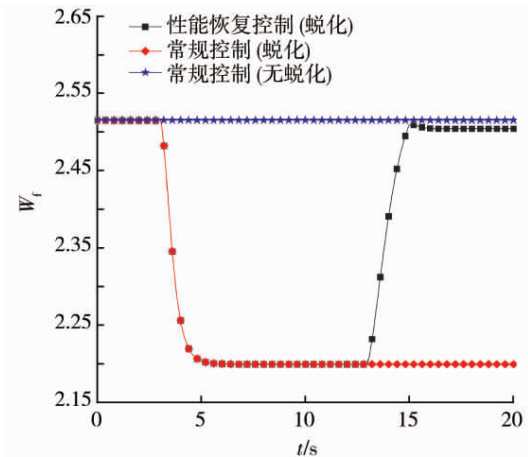


图 10 供油量比较
Fig. 10 Compare of main fuel flow

当压气机流量发生蜕化时,常规转速控制模式通过降低供油量保证转速不变,导致发动机推力降低.稳态工作性能恢复控制模式自适应提高了转速指令值,增加发动机燃油量.发动机运行过程中,压气机转速极限值 $N_{hmax}=1.02 \cdot N_{hm}$ 且涡

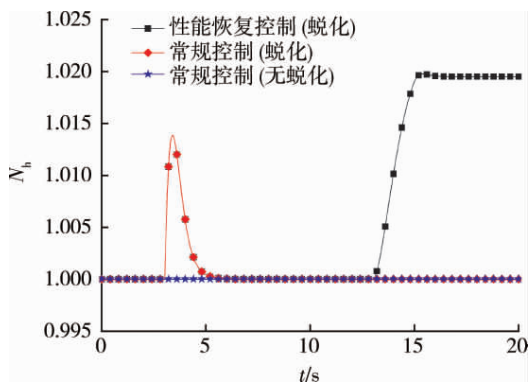


图 11 压气机转速 N_h 比较

Fig. 11 Compare of N_h

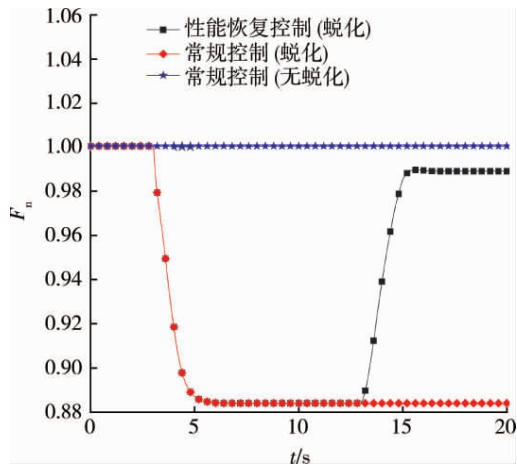


图 12 推力 F_n 比较

Fig. 12 Compare of F_n

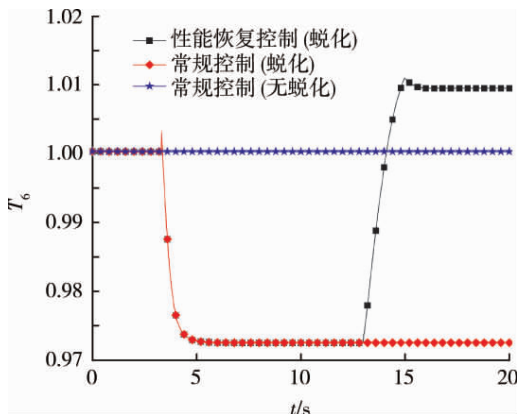


图 13 涡轮后温度 T_6 比较

Fig. 13 Compare of T_6

轮后温度极限值 $T_{6\max} = 1.03 \cdot T_{6m}$, 其中 N_{hm} 和 T_{6m} 分别为发动机最大状态时的压气机转速和涡轮后温度. 仿真表明: 发动机最大状态推力恢复后

面阶段, 压气机转速指令 $N_{h\text{target}} > N_{h\max}$, 故此时转速限制回路切入控制发动机, 从而导致推力只能部分恢复. 若发动机涡轮后温度上升超过极限温度, 同样温度限制回路切入控制发动机, 导致推力部分恢复.

2.2 加速过程性能恢复

图 14 和图 15 分别为压气机效率蜕化 5% 情况下, 发动机从慢车到油门杆 40° 加速过程以及从慢车到发动机最大状态处加速过程喘振裕度估计结果, 与非线性部件级模型输出相比较具有较高的估计精度.

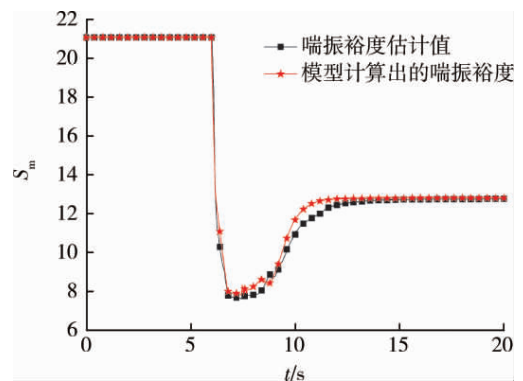


图 14 慢车到油门杆 40° 稳态点处喘振裕度估计情况

Fig. 14 S_m from idle to $P_{la} = 40^\circ$ under compressor deteriorated

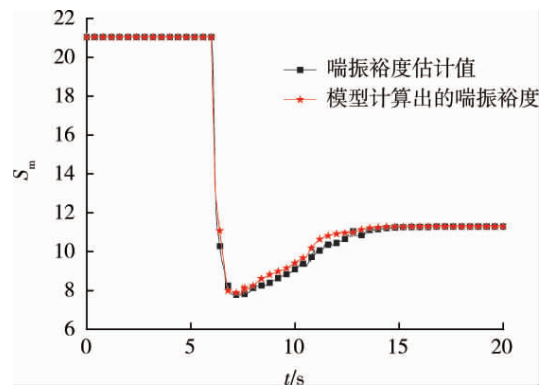


图 15 慢车到最大状态处喘振裕度估计情况

Fig. 15 S_m from idle to maximum condition under compressor deteriorated

分别模拟压气机效率蜕化 5% 情况下发动机从慢车到油门杆 40° 加速过程以及从慢车到发动机最大状态处加速过程的常规转速控制系统与性能恢复控制系统的仿真结果. 整个仿真过程在 $0 \sim 6$ s 内无蜕化, 此时常规转速控制模式控制发动

机;6 s 后开始加速过程,压气机发生蜕化,此时切换到加速过程性能恢复控制模式;14 s 后加速过程结束,发动机进入稳态工作。

1) 慢车到油门杆 40° 加速过程仿真结果如图 16~图 20 所示。

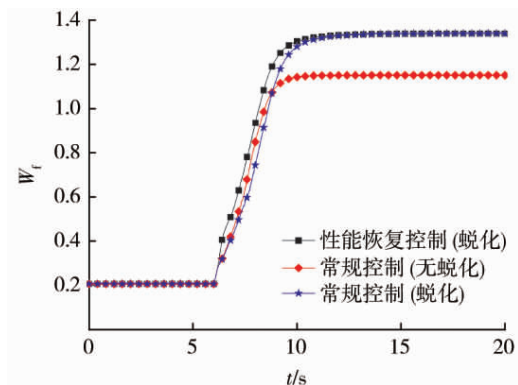


图 16 供油量比较

Fig. 16 Compare of main fuel flow

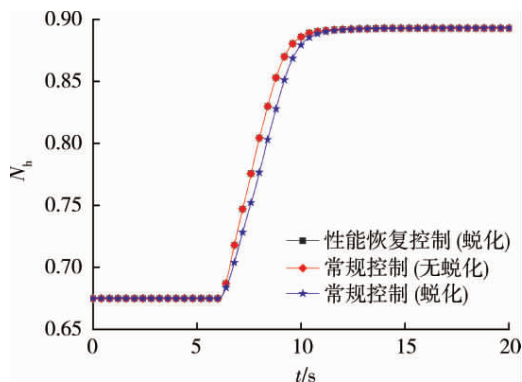


图 17 压气机转速 N_h 比较

Fig. 17 Compare of N_h

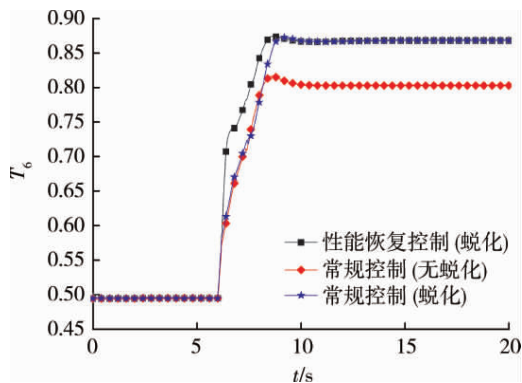


图 18 涡轮后温度 T_6 比较

Fig. 18 Compare of T_6

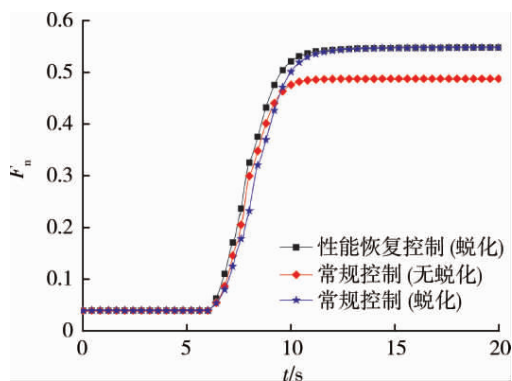


图 19 推力 F_n 比较

Fig. 19 Compare of F_n

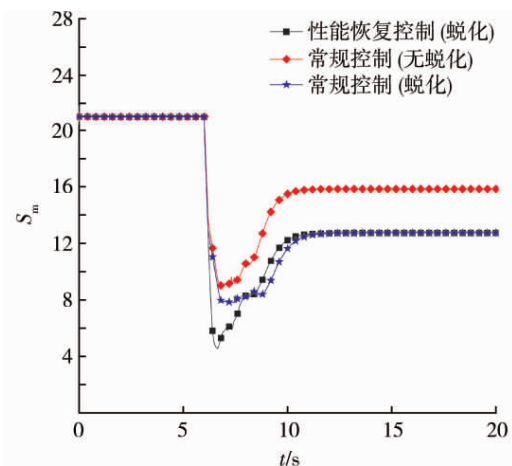


图 20 喘振裕度 S_m 比较

Fig. 20 Compare of S_m

发动机压气机发生蜕化后,常规转速控制模式下发动机加速过程的推力响应速度比无蜕化情况变慢;且在加速过程中,本文的加速性能恢复控制模式在保证发动机气动稳定的情况下,充分利用常规状态下剩余的喘振裕度,大大提高了发动机加速性能,从而使得推力响应速度得以恢复。加速过程结束后,发动机进入稳态过程,由于压气机效率发生蜕化,导致推力和无蜕化情况下的推力不匹配,需要用前面设计的稳态性能恢复控制模式来调节,这里不做赘述。

2) 慢车到发动机最大状态处加速过程仿真结果如图 21~图 25 所示。

同理,加速性能恢复控制模式在保证发动机气动稳定的情况下,充分利用常规状态下剩余的喘振裕度,大大提高了发动机性能,但是在加速过程后面阶段,发动机涡轮后温度超过极限值,此时温度限制回路切入控制,最终使得推力响应速度

得以部分恢复.

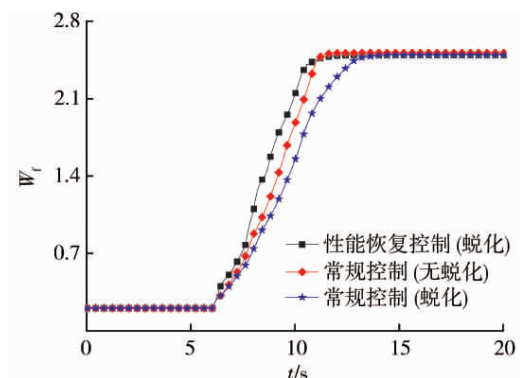


图 21 供油量比较

Fig. 21 Compare of main fuel flow

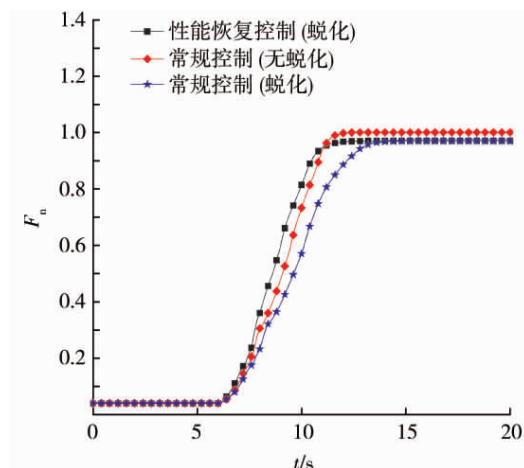


图 24 推力 F_n 比较

Fig. 24 Compare of F_n

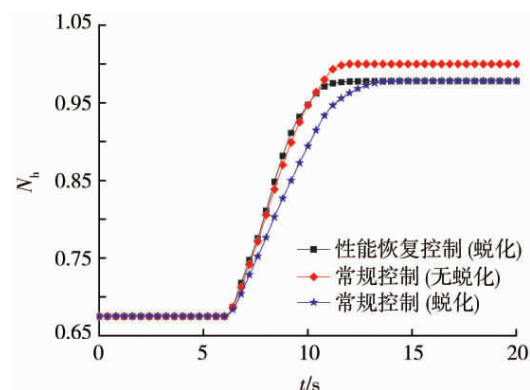


图 22 压气机转速 N_h 比较

Fig. 22 Compare of N_h

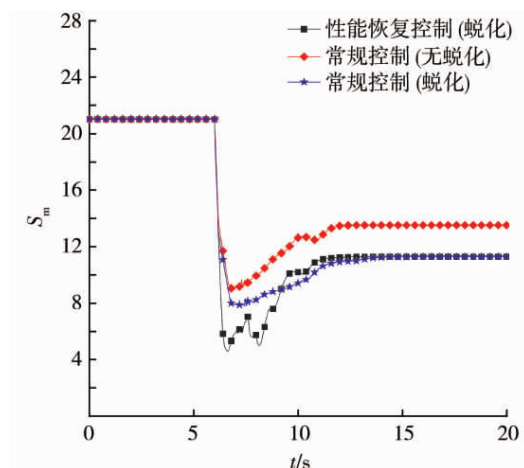


图 25 喘振裕度 S_m 比较

Fig. 25 Compare of S_m

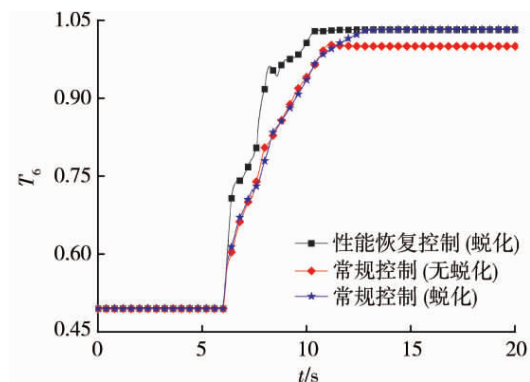


图 23 涡轮后温度 T_6 比较

Fig. 23 Compare of T_6

3 结 论

本文针对航空发动机部件蜕化导致性能变差问题,设计了航空发动机性能恢复控制系统,系统由常规转速控制模式、稳态性能恢复控制模式和加速性能恢复控制模式组成,并实时根据发动机当前的工作状态以及健康状态选择控制模式,通过不同状态不同部件蜕化下的仿真结果表明:所提出的性能恢复控制系统能很好的对蜕化发动机的性能进行恢复,使得蜕化发动机能够继续提供飞机所需要的性能,从而保证飞行安全,具有良好的应用前景.

参考文献:

[1] McWherter S. Damage emulation in the dryden C-17 simu-

- lation estimating maximum torque tolerance[R]. NASA/TM 2006-56109, 2006.
- [2] Pisano A D, Ruffeth B. The CEDAR project-commercial engine damage assessment and reconfiguration[R]. AIAA-2007-2809, 2007.
- [3] Litt J S. Adaptive gas turbine engine control for deterioration compensation due to aging[R]. NASA/TM-2003-212607, 2003.
- [4] Ring D, Henriksson M. Thrust control for a turbofan engine using estimation[R]. ASME GT2006-91251, 2006.
- [5] 袁春飞, 姚华, 刘源. 基于机载自适应模型的航空发动机控制[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 354-358.
YUAN Chunfei, YAO Hua, LIU Yuan. On board adaptive model based control of aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4): 354-358. (in Chinese)
- [6] 赵永平, 孙健国, 王前宇, 等. 基于 K-均值聚类和约简最小二乘支持向量回归机的推力估计器设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1177-1183.
ZHAO Yongping, SUN Jianguo, WANG Qianyu, et al. Thrust estimator design based on K-means clustering and reduced least squares support vector regression[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1177-1183. (in Chinese)
- [7] 姚彦龙, 孙健国. 基于神经网络逆控制的发动机直接推力控制[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 249-252.
YAO Yanlong, SUN Jianguo. Aeroengine direct thrust control based on neural network inverse control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 249-252. (in Chinese)
- [8] DeCastro J A, Melcher K J. A study on the requirements for fast active turbine tip clearance control systems[R]. NASA/TM-2004-213121, 2004.
- [9] Knipser C. Aircraft engine performance improvement by active clearance control in low pressure turbines[R]. ASME GT 2009-59301, 2009.
- [10] 余云峰, 黄金泉, 鲁峰. 涡轴发动机自适应混合诊断模型高斯加权聚类方法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1178-1184.
SHE Yunfeng, HUANG Jinquan, LU Feng. Gaussian weighted sum clustering method of adaptive hybrid diagnostic method for turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1178-1184. (in Chinese)
- [11] 姚华, 单贵平, 孙健国. 基于卡尔曼滤波器及神经网络的发动机故障诊断[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1111-1117.
YAO Hua, SHAN Guiping, SUN Jianguo. Fault diagnosis for gas turbine engines based on Kalman filter and neural networks [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1111-1117. (in Chinese)
- [12] 黄伟斌, 黄金泉. 航空发动机故障诊断的机载自适应模型[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 581-584.
HUANG Weibin, HUANG Jinquan. On board self-tuning model for aero-engine fault diagnostics[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 581-584. (in Chinese)
- [13] 鲁峰, 黄金泉. 基于遗传算法的航空发动机机载模型支持向量机修正方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 880-885.
LU Feng, HUANG Jinquan. AGA-SVR compensation for on-board self tuning model of aero-engine model[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 880-885. (in Chinese)
- [14] Diakunchak I S. Performance deterioration in industrial gas turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992, 114(2): 161-168.
- [15] 窦建平, 黄金泉, 周文祥. 基于 UML 的航空发动机仿真建模研究[J]. 航空动力学报, 2005, 18(4): 684-688.
DOU Jianping, HUANG Jinquan, ZHOU Wenxiang. Research of aero engine modeling based on UML[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 18(4): 684-688. (in Chinese)